

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-034969

(43)Date of publication of application : 03.02.1995

(51)Int.Cl. F02K 7/14  
F02K 7/18

(21)Application number : 05-174208 (71)Applicant : NATL AEROSPACE LAB  
MITSUBISHI HEAVY IND LTD

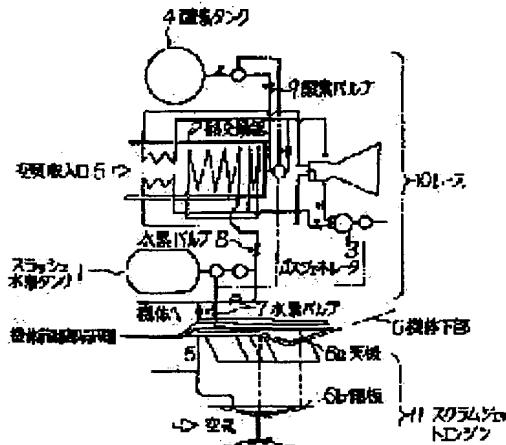
(22)Date of filing : 14.07.1993 (72)Inventor : EGUCHI KUNIHISA  
TOGAWA MORIHITO  
MIKI YOICHIRO

## (54) SCRAM RACE COMPOUND ENGINE

### (57)Abstract:

PURPOSE: To reduce the number of kinds and the weight of engines by a method wherein an air liquefied rocket engine (LACE) and a scram jet engine, which are shared with specified regions different from each other, are disposed and the LACE is used for both two functions of an air suction type engine and a rocket engine.

CONSTITUTION: A compound engine is used in a propulsion device for a single stage type space shuttle to take off and return between a ground and a space. In this case, an LACE 10 to be shared with a speed region of approximate mach 4 - mach 20 or more and an SCRAM(supersonic combustion RAM) jet engine 11 shared with a speed region in a range of approximate mach 4 - mach 25 are disposed. When speed exceeds mach 5, a hydrogen valve 8 on the LACE 10 side is closed and a hydrogen valve 7 on the engine 11 side is opened for acceleration. Thereafter, when a speed exceeds mach 20 and altitude exceeds 50km, the hydrogen valve 8 and an oxygen valve 9 on the LACE 10 side are opened and the LACE 10 is worked as a rocket engine.



---

**LEGAL STATUS**

[Date of request for examination] 23.04.1998  
[Date of sending the examiner's decision of rejection] 07.12.1999  
[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]  
[Date of final disposal for application]  
[Patent number] 3116068  
[Date of registration] 06.10.2000  
[Number of appeal against examiner's decision of rejection] 2000-00153  
[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection] 06.01.2000  
[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

Reference 1

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平7-34969

(43) 公開日 平成7年(1995)2月3日

(51) Int.Cl.  
F 02 K 7/14  
7/18

識別記号 庁内整理番号  
7718-3G  
7718-3G

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数1 OL (全7頁)

(21) 出願番号 特願平5-174208  
(22) 出願日 平成5年(1993)7月14日

(71) 出願人 391037397  
科学技術庁航空宇宙技術研究所長  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
(71) 出願人 000006208  
三菱重工業株式会社  
東京都千代田区丸の内二丁目5番1号  
(72) 発明者 江口 邦久  
東京都調布市深大寺南町5丁目23番地1  
(72) 発明者 外川 守人  
愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所内  
(74) 代理人 弁理士 坂間 晓 (外1名)

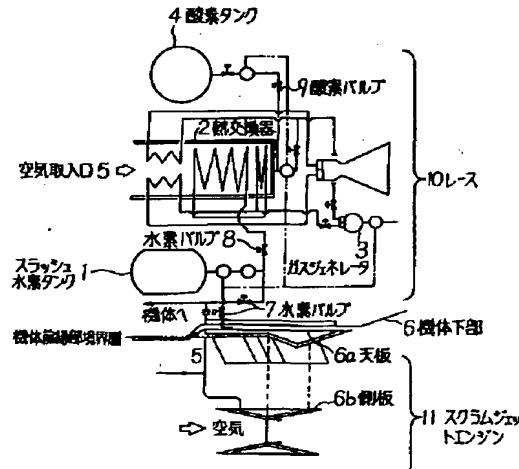
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 スクラム・レース複合エンジン

(57) 【要約】

【目的】 本発明は宇宙往還機の推進系として2種類(従来の如く3種類でなく)のエンジンを組合せたスクラム・レース複合エンジンを提供することを目的とする。

【構成】 本発明は地上から離陸し宇宙空間へ到達後再び地上へ帰還可能な単段式宇宙往還機等の推進装置に用いる複合エンジンにおいて、主として離陸からマッハ5近傍の速度領域及びマッハ2.0近傍以上の速度領域を分担可能なレースと、マッハ4近傍乃至マッハ2.5近傍の範囲の速度領域を分担可能なスクラムジェットエンジンとを具備してなることを特徴とするスクラム・レース複合エンジンを構成とする。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 地上から離陸し宇宙空間へ到達後再び地上へ帰還可能な単段式宇宙往還機等の推進装置に用いる複合エンジンにおいて、主として離陸からマッハ5近傍の速度領域及びマッハ20近傍以上の速度領域を分担可能なレースと、マッハ4近傍乃至マッハ25近傍の範囲の速度領域を分担可能なスクラムジェットエンジンとを具備してなることを特徴とするスクラム・レース複合エンジン。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【産業上の利用分野】本発明は地上から離陸し、宇宙空間へ到達後、再び地上へ帰還できる単段式宇宙往還機等の推進系に適用されるスクラム・レース複合エンジンに関する。

## 【0002】

【従来の技術】地上から離陸し、宇宙空間へ到達する単段式の宇宙往還機の推進装置には従来、ターボ系エンジン、ラム系エンジン及びロケットエンジンの3種類の複合エンジンを必要としていた。その理由は、それぞれのエンジンには速度に対する最適領域があり、かつ、燃料、酸化剤等の使用条件も関わるからである。

【0003】一般には離陸から或る速度迄の低速域ではターボ系エンジンが用いられ、それ以上の或る高速域まではラム系エンジンが用いられ、或る高速以上ないしは酸化剤として用いる大気の極めて希薄な領域ではロケットエンジンが用いられる。特にラム系エンジンは動圧（ラム圧）を利用して大気（空気）を取入れるため、離陸をも含めた低速域及び大気の希薄な宇宙空間では使用不能という事情がある。大気を取入れて酸化剤（支燃剤）とするターボ系エンジンも当然に宇宙空間では使用不能である。

【0004】なお、ロケットエンジンと空気吸込式エンジンの両方の性格を合わせ持つレース（LACE : Liquified Air Cycle Engine : 空気液化ロケットエンジン）は有用性が高いものの、構造効率（推進重量／全重量）を小さくしないと成立たない宇宙往還機には単独では向きである。

## 【0005】

【発明が解決しようとする課題】上記従来の単段式宇宙往還機の推進装置には解決すべき次の課題があった。

【0006】即ち、従来の複合エンジンは離陸時、加速時、宇宙空間でそれぞれターボ系エンジン、ラム系エンジン、ロケットエンジンを必要としたため、エンジンが最低でも3種類必要であり、単段式宇宙往還機の重量増となるという問題があった。

【0007】本発明は上記問題を解決するため、2種類のエンジンを複合したスクラム・レース複合エンジンを提供することを目的とする。

## 【0008】

【課題を解決するための手段】本発明は上記課題の解決手段として、地上から離陸し宇宙空間へ到達後再び地上へ帰還可能な単段式宇宙往還機等の推進装置に用いる複合エンジンにおいて、主として離陸からマッハ5近傍の速度領域及びマッハ20近傍以上の速度領域を分担可能なレースと、マッハ4近傍乃至マッハ25近傍の範囲の速度領域を分担可能なスクラムジェットエンジンとを具備してなることを特徴とするスクラム・レース複合エンジンを提供しようとするものである。

10 【0009】なお、ここにレースとはLACE (Liquified Air Cycle Engine) の和称で、大気中の空気を水素を冷媒とする熱交換器により液体とし、冷媒の水素を燃料、液体空気を酸化剤として燃焼させることを特徴とするエンジンである。これにより、ロケット等の酸素タンクを大幅に縮小することができる。レースの大気を取り入れての作動範囲は  $0 < M_\infty < 5$  程度であるが、予め蓄えた液体酸素を酸化剤に用いれば真空中に近い宇宙空間をロケットとして高速で飛行出来る。

【0010】また、スクラムジェットエンジンとはSC 20 RAM (Supersonic Combustion RAMjet engine) の和称で、超音速飛行時にインテークを通って流入する超音速空気流を超音速状態のまま燃焼させることを特徴とするエンジンである。一般にロケットエンジンやレースに比べて比推力が高い。

【0011】但し、作動範囲は  $4 < M_\infty < 25$  である。即ち  $M_\infty > 4$  まで加速する別の推進系が必要となる。

## 【0012】

【作用】本発明は上記のように構成されるので次の作用を有する。

30 【0013】即ち、レースとスクラムジェットエンジンの2種類を複合エンジンとして備えるのでレースを空気吸込式エンジンとして離陸～マッハ5前後まで用い、マッハ5～マッハ20程度の加速フェーズには比推力の高いスクラムジェットエンジンを用い、マッハ20以上では、再びレースを今度はロケットエンジンとして作動させる。このようにすることにより、2種類のエンジン、即ち軽量なエンジンで単段式宇宙往還機の成立が可能となる。

## 【0014】

40 【実施例】本発明の一実施例を図1～図6により説明する。

【0015】図1は本実施例のスクラム・レース複合エンジンの模式的構成図で、本実施例のエンジンを搭載した単段式宇宙往還機の後部の側断面図である図4の要部の姿勢等にほぼ対応させてある。

【0016】図2は本実施例の性能を明瞭にするために示したレース、スクラムジェットエンジン及びロケットの推力及び比推力の図で、(a)が推力を、(b)が比推力を示す図、図3は本実施例のエンジンを搭載した単段式宇宙往還機をLEO (Low Earth Orbit : 地球低周

回軌道)に投入する場合のシナリオの図、図4は図1に示す本実施例のスクラム・レース複合エンジンを搭載した単段式宇宙往還機の後部左側断面図、図5は図4に示す本実施例搭載の単段式宇宙往還機の全体三面図で(a)は平面図、(b)は左側面図、(c)は後面図、図6は本実施例を搭載した単段式宇宙往還機の飛行における高度とマッハ数との関係を示した図である。

【0017】図1において、10はレース、11はスクラムジェットエンジンで、各々の構成領域を概括的に示したもの、1は燃料用のスラッシュ水素タンク、2はレース10用に空気取入口5より取入れた空気を液体水素を冷媒として冷却液化するための熱交換器、3はガスジェネレータ、4は大気の希薄になった高高度で酸化剤として用いるための液体酸素用の酸素タンク、5はレース10、スクラムジェットエンジン11共用の空気取入口、6はレース10とスクラムジェットエンジン11との位置関係を明示するために示した機体下部である。即ち、図4にも示す通り、レース10は機体内部側に、スクラムジェットエンジン11は機体下部6の直下(外側)にある。6aはスクラムジェットエンジン11の天板、6bは側板、7及び8は水素バルブ、9は酸素バルブである。

【0018】次に上記構成の作用について説明する。

【0019】上述の通り空気取入口5はスクラムジェットエンジン11とレース10に共通であり、スクラムジェットエンジン11は機体外部に、レース10の本体は機体内部にそれぞれ設けられている。

【0020】始動時にはスクラムジェットエンジン11側の水素バルブ7を閉め、水素をレース10側へ流す。また、LOX(液体酸素)はロケットモード時に使用するため、始動時はまだ、酸素バルブ9は閉である。機速がマッハ5を越えたとき、レース10側のバルブ8を開め、かわりに水素バルブ7を開け、スクラムジェットエンジン11の加速モードに移る。さらに機速がマッハ20を越え、高度50km以上となったとき、スクラムジェットエンジン11側の水素バルブ7を閉め、レース10側の水素バルブ8と酸素バルブ9を開け、通常のLOX/LH<sub>2</sub>(液体酸素/液体水素)のロケットエンジンとしてレース10を作動させる。

【0021】このような構成になる、離陸時総重量350tonの単段式宇宙往還機に、4基のレース10と6基のスクラムジェットエンジン11を搭載した場合の推力・比推力線図を図2に示す。(a)は飛行マッハ数に対する推力線図、(b)は飛行マッハ数に対する比推力線図である。

【0022】さらに、単段式宇宙往還機をLEOに投入する際のシナリオについて図3に示す。

【0023】レースは課題を解決するための手段の項で説明した通り、大気中の空気を水素を冷媒とする熱交換器により液体とし、冷媒の水素を燃料、液体空気を酸化剤として燃焼させることを特徴とするエンジンである。従って大気中では酸化剤に空気を取入れて用いることができるため、これにより、ロケット等の酸素タンクを大巾に縮小することができるという利点がある。レースの作動範囲は既述の通り大気中では $0 < M_\infty < 5$ 程度であるがロケットとして用いれば宇宙空間ではマッハ20以上の速度を得られる。従って本実施例でもその二つの速度域で用いる。

【0024】一方、スクラムジェットエンジンは同じく既述の通り、超音速飛行時にインテークを通って流入する超音速空気流を超音速状態のまま燃焼させることを特徴とするエンジンであり、一般にロケットエンジンやレースに比べて比推力が高い。

【0025】但し、作動範囲は $4 < M_\infty < 25$ である。即ち $M_\infty > 4$ まで加速する別の推進系が必要となる。従って本実施例の通りレースと組合わせれば、離陸から大気の絶無に近い宇宙までをきわめて能率的に飛行することができる。

【0026】図2について説明すると、同図はレース、スクラムジェットエンジン、ロケットの(a)推力と(b)比推力を示した図である。

【0027】エンジンの性能を表わす比推力はスクラムジェットエンジンが最も高いが、既述の通りラム圧を利用するため $M > 4$ でしか作動しない。レースはマッハ0から作動でき、比推力もロケットエンジンより高いが図2(a)に示す如く推力がマッハ数とともに低下していくため、マッハ5程度までしか使用できない。

【0028】一方、ロケットエンジンは推力、比推力がマッハ数によらず、大気中であろうと宇宙空間であろうとほぼ一定の値をとる。

【0029】そこでレースがエアブリージングエンジンとしてだけでなく、ロケットエンジンとしても作動することに着目し、レースとスクラムジェットエンジンの特徴を組み合せ、それぞれの作動範囲を示したものが図2(a)である。

【0030】図2は既述の通り総重量が350tonで4基のレースと6基のスクラムジェットエンジンを搭載した例で、図4、図5もこの例で示す。この場合の重量配分は表1のようになり、総重量に比し、スラッシュ水素、液体酸素の重量割合が小さくて足りるという利点がある。

【0031】

【表1】

## 350 ton の重量配分

推進薬 スラッシュ水素 液体酸素 NTO/MMH	188 ton 38.8 ton 13 ton
機体構造 胴体 翼 熱構造体 エンジン支持構造	29.1 ton 10.2 ton 17.4 ton 3.9 ton
推進システム レース スクラムジェットエンジン スラッシュ水素タンク 液体酸素タンク 補助エンジン	6.6 ton 14.6 ton 10.7 ton 0.3 ton 3.5 ton
その他サブシステム	13.9 ton
合 計	350 ton

【0032】次に本実施例の単段式宇宙往還機をLEO（地球低周回軌道）に投入する場合のシナリオを図3の第1段階、第2段階、第3段階、第4段階について説明する。

第1段階：離陸からマッハ5までのフェーズであり、推進系としてレースを用いる。このとき高度は約20kmに達する。

第2段階：加速フェーズであり推進系としてスクラムジェットエンジンを用いる。高度約40kmでおよそマッハ20まで加速したのち、機首を上に向け高度約50kmに到達する。

第3段階：レースのロケットモードフェーズであり、空気の希薄となった高空において空気吸込式エンジンではなくロケットエンジンとして作動させる。このとき高度は約500kmまで達する。

第4段階：機体をLEOに投入するためアポジ点近傍でレースをロケットエンジンとして再着火させる。

【0033】以上が単段式宇宙往還機をLEOに投入する場合のシナリオの一例である。なお、図6はその場合の高度とマッハ数の関係を示した線図である。

【0034】図4は既述した通り、本実施例のスクラム・レース複合エンジンを搭載した単段式宇宙往還機の後部の左側断面図で、2aは低圧熱交換器、2bは高圧熱交換器、10はレース、11はスクラムジェットエンジンである。12は可変インテーク、13はレースインテーク、14はスクラムジェットエンジンインテークで、これらは図1の空気取入口5に対応する。15はストラット、16は圧縮機、17はスラッシュ水素ブーストポンプ、18はレース10の燃焼器、19は液体空気ブーストポンプ、20はノズル、30は単段式宇宙往還機で

ある。

【0035】図5は既述した通り図4の単段式宇宙往還機30の全体図で、3角法で示してある。寸法は参考に示したもので、勿論、これに限定されるものではない。なお図示のように単段式宇宙往還機30には本実施例のレース10、スクラムジェットエンジン11の他、姿勢制御用エンジン(ROS)、軌道変更エンジン(OMS)が搭載されている。

【0036】以上の通り、本実施例によれば、単段式宇宙往還機の推進系をレースとスクラムジェットエンジンを組合せた複合エンジンとするので、マッハ0からでも作動できる低速域ではレースを用い、ラム圧を有効に利用できるマッハ5近傍以上では比推力の最も高いスクラムジェットエンジンを用い、外気を利用できなくなる高高度では再びレースを、今度は、内蔵する液体酸素と液体水素とによりロケットとして用いることができ、2種類のエンジンで、しかも途中、大気圏では最大限に大気を酸化剤として利用しながら宇宙へ到達することができ、少量の液体酸素で目的を果たせるため、従来の如く3種類のエンジンを用いる必要なく軽量安価で宇宙往還機の推進装置を得ることができるという利点がある。

【0037】

【発明の効果】本発明は上記のように構成されるので次の効果を有する。

【0038】即ち、本発明の複合エンジンによればレースが空気吸込式エンジンとロケットエンジンの両方の性質を合わせもつことができ、これと比推力の高いスクラムジェットエンジンを組み合せることにより離陸から宇宙まで2種類のエンジンで単段式宇宙往還機を飛行させることができる。

## 【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の一実施例のスクラム・レース複合エンジンの模式的構成図、

【図2】上記実施例のスクラム・レース複合エンジンの飛行マッハ数に対する推力、比推力の関係図で、(a)は推力の図、(b)は比推力の図、

【図3】上記実施例のスクラム・レース複合エンジンを備えた単段式宇宙往還機をLEOに投入する場合のシナリオの一例の図、

【図4】上記実施例のスクラム・レース複合エンジンを備えた単段式宇宙往還機の後部の左側断面図、

【図5】上記実施例のスクラム・レース複合エンジンを備えた単段式宇宙往還機の三面図で、(a)は平面図、(b)は左側面図、(c)は後面図、

【図6】上記実施例のスクラム・レース複合エンジンを備えた単段式宇宙往還機の高度とマッハ数の関係図である。

## \*【符号の説明】

1 スラッシュ水素タンク

2 熱交換機

2 a 低圧熱交換機

2 b 高圧熱交換機

3 ガスジェネレータ

4 酸素タンク

5 空気取入口

6 機体下部

7, 8 水素バルブ

9 酸素バルブ

10 レース

11 スクラムジェットエンジン

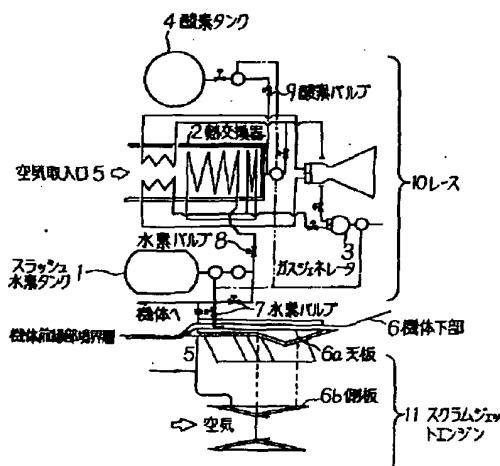
16 圧縮機

18 燃焼器

20 ノズル

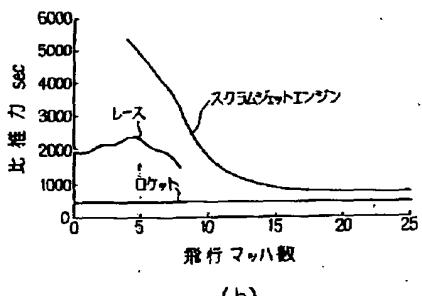
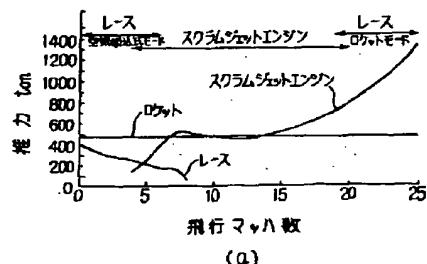
\*

【図1】



【図3】

【図2】



単段式宇宙往還機をLEOに投入する場合のシナリオの一例

	飛行マッハ範囲	エンジン、モード
第1段階	離陸 ~ マッハ5	レースの空気吸込式モード
第2段階	マッハ5 ~ マッハ20	スクラムジェットエンジンによる加速
第3段階	高度5km ~ 500km	第1回レースのロケットモード作動
第4段階	アポジ点近傍	第2回レースのロケットモード作動

フロントページの続き

(72)発明者 三木 陽一郎  
愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重  
工業株式会社名古屋誘導推進システム製作  
所内